

四国電力株式会社 新西条火力発電所納
3,600 rpm 250,000 kW 再熱タービン
3,600 rpm 250,000 kW Reheat Turbine

二宮 敏* 星野 和 貞*
Satoshi Ninomiya Kazusada Hoshino

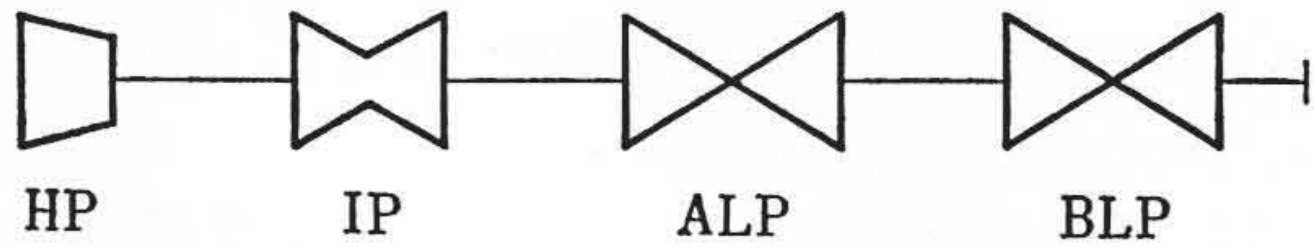
要 旨

本タービンは、3,600 rpm 機では、わが国最長の 33.5 in 最終段翼を持ち、従来 3 車室構造であった 250 MW タービンを 2 車室構造としている。このほど現地据付、試運転を完了し、昭和 45 年 6 月 1 日より営業運転にはいり、現在、好調に運転を続けているものである。

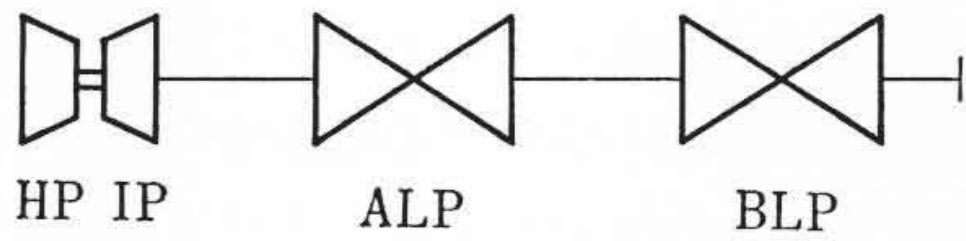
1. 緒 言

従来 250 MW を設計するには、次に示す 3 車室形または 4 車室形構造が一般であった。

(A) TC 4 F-23 4 車室形 3,000 rpm
蒸気条件 169 atg/566/566°C

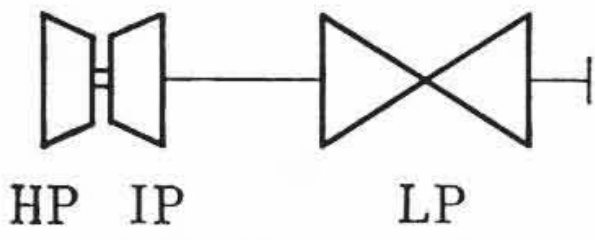


(B) TC 4 F-26 3 車室形 3,600 rpm
蒸気条件 169 atg/566/538°C



ここに、3,600 rpm 機でも 33.5 in 最終段翼が開発されるに及び、2 車室構造が可能となった。

(C) TCDF-33.5 2 車室形 3,600 rpm



蒸気条件 169 atg/566/538°C

排気環帯面積の比較を表 1 に示す。

以下に 33.5 in 最終段翼を採用した 2 車室構造の 250 MW 蒸気タービンの計画仕様、特長を述べる。あわせて、わが国の国情を考慮して日立製作所が行なった 58.5 Hz 連続運転を可能にした最終段 33.5 in 翼の設計改造および実験結果についても述べる。

2. タービンの計画主要目

形 式	くし形衝動再熱式 2 車室 2 流排気形 (TCDF-33.5)
定格出力 (発電機端)	250,000 kW
回 転 数	3,600 rpm
蒸 気 条 件	
主蒸気圧力 (主蒸気止め弁前)	169 kg/cm ² g
主蒸気温度 (主蒸気止め弁前)	566°C
再熱蒸気温度 (再熱蒸気止め弁前)	538°C
排 気 圧 力	722 mmHg
抽 気 段 数	8 段
タービン段落数	
高 圧 部 (再熱前)	7 段
中 圧 部 (再熱後)	5 段

* 日立製作所日立工場

表 1 排 気 環 帯 面 積

	形 式	回 転 数 (rpm)	最終段翼長 (in)	排気環帯面積 (ft ²)	車 室 数
(A)	TC 4 F-23	3,000	23	145.5	4
(B)	TC 4 F-26	3,600	26	173.6	3
(C)	TCDF-33.5	3,600	33.5	132.2	2

低 圧 部	6 段×2 流
合 計	18 段
最終段翼有効長	850.9 mm (33.5 in)
タービン全長 (発電機側カップリング端まで)	16,836 mm
調 速 装 置	シングルガバナ
主 蒸 気 止 め 弁	254 mm 口径×2 個
加 減 弁	4 個
組 合 せ 再 熱 弁	2 個
再熱蒸気止め弁	464 mm 口径
インターセプト弁径	533 mm 口径

主蒸気止め弁の 1 個は、全周噴射起動装置付きとなっている。図 1 はタービン断面図、図 2 は現地営業運転中のタービン外観図である。現地運転において振動は非常に少なく、タービン各部の熱膨張収縮がなめらかで安定しており、调速装置は高感度で、しかも安定性がよく、きわめて優秀な成績を示した。

現地での運転データは表 2 に示すとおりである。

3. タービン本体の特長

図 1 の本タービンの断面図に示すとおり、図の左から前側軸受箱、高中圧タービン、低圧タービンの順に配列されている。

- 本タービンの特長を列記すると、
- (1) 最終段に 33.5 in 翼を用い、2 車室構造のコンパクトな設計。
 - (2) 高圧初段翼に 180 度ノズルボックスを採用。
 - (3) 車室はセンタラインサポート方式。
 - (4) 高圧初段動翼にインサート形シュラウドを採用。
 - (5) シングルガバナの採用。
 - (6) 全周噴射起動装置を付加。
 - (7) 組合せ再熱弁の採用。

4. 33.5 in 最終段動翼について

4.1 仕 様	
有 効 長	850.9 mm (33.5 in)
P. C. D.	2,298.7 mm (90.5 in)
シュラウド	全周 1 リング組立式

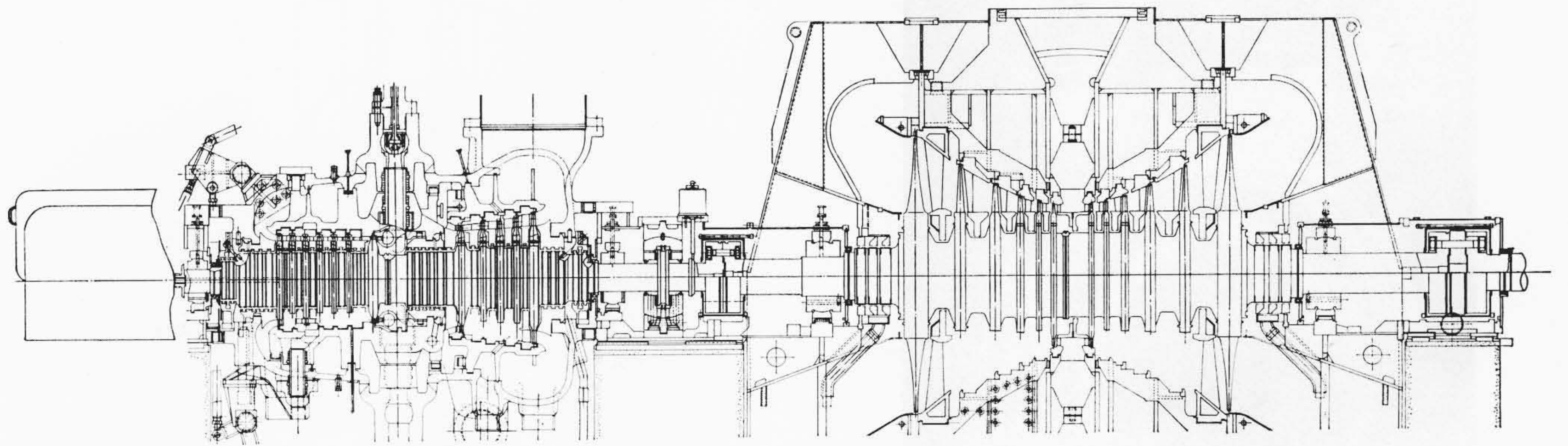


図1 2車室 TCDF-33.5 形 250 MW タービン断面図

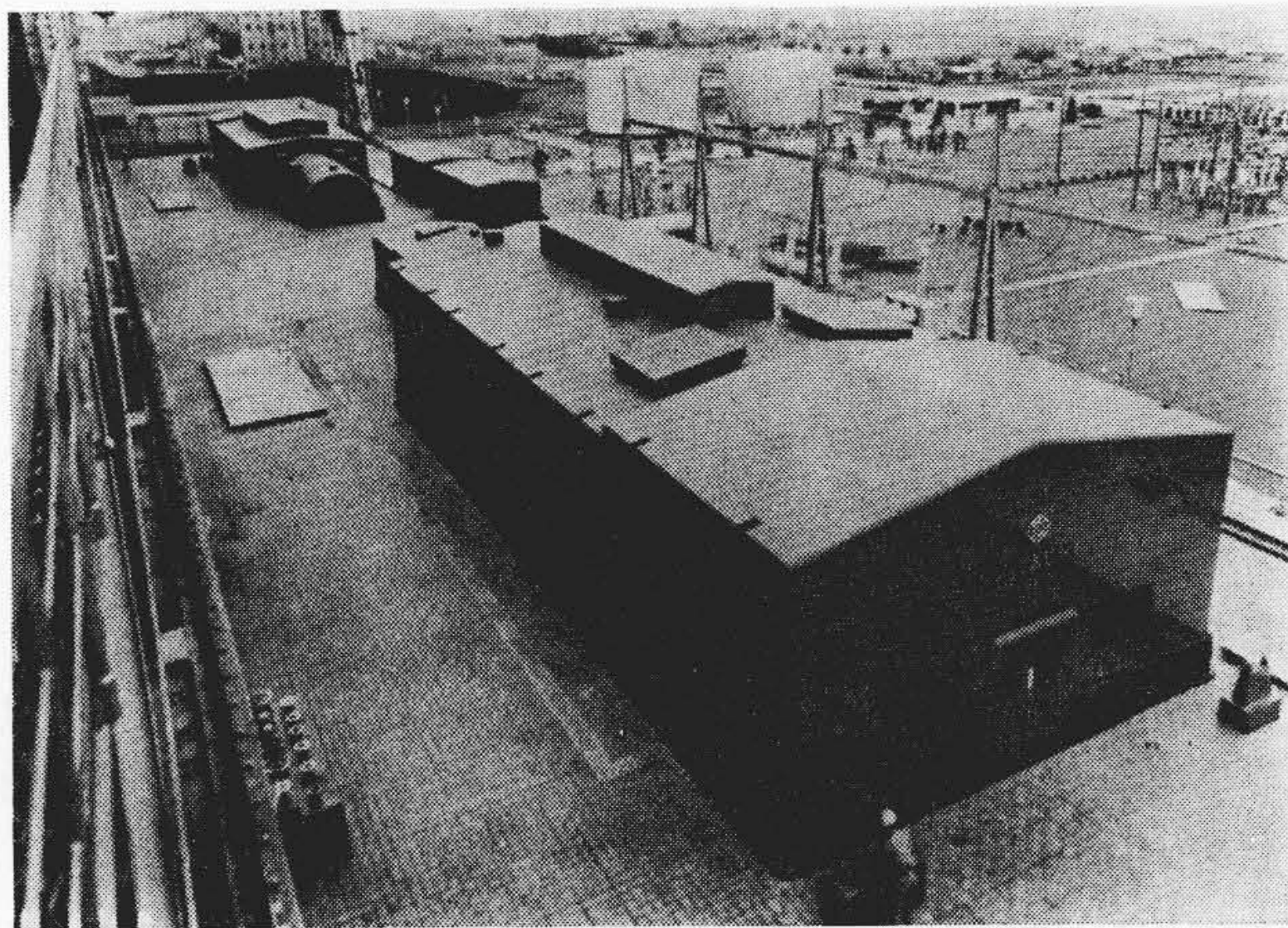


図2 好調運転中の 250 MW タービン

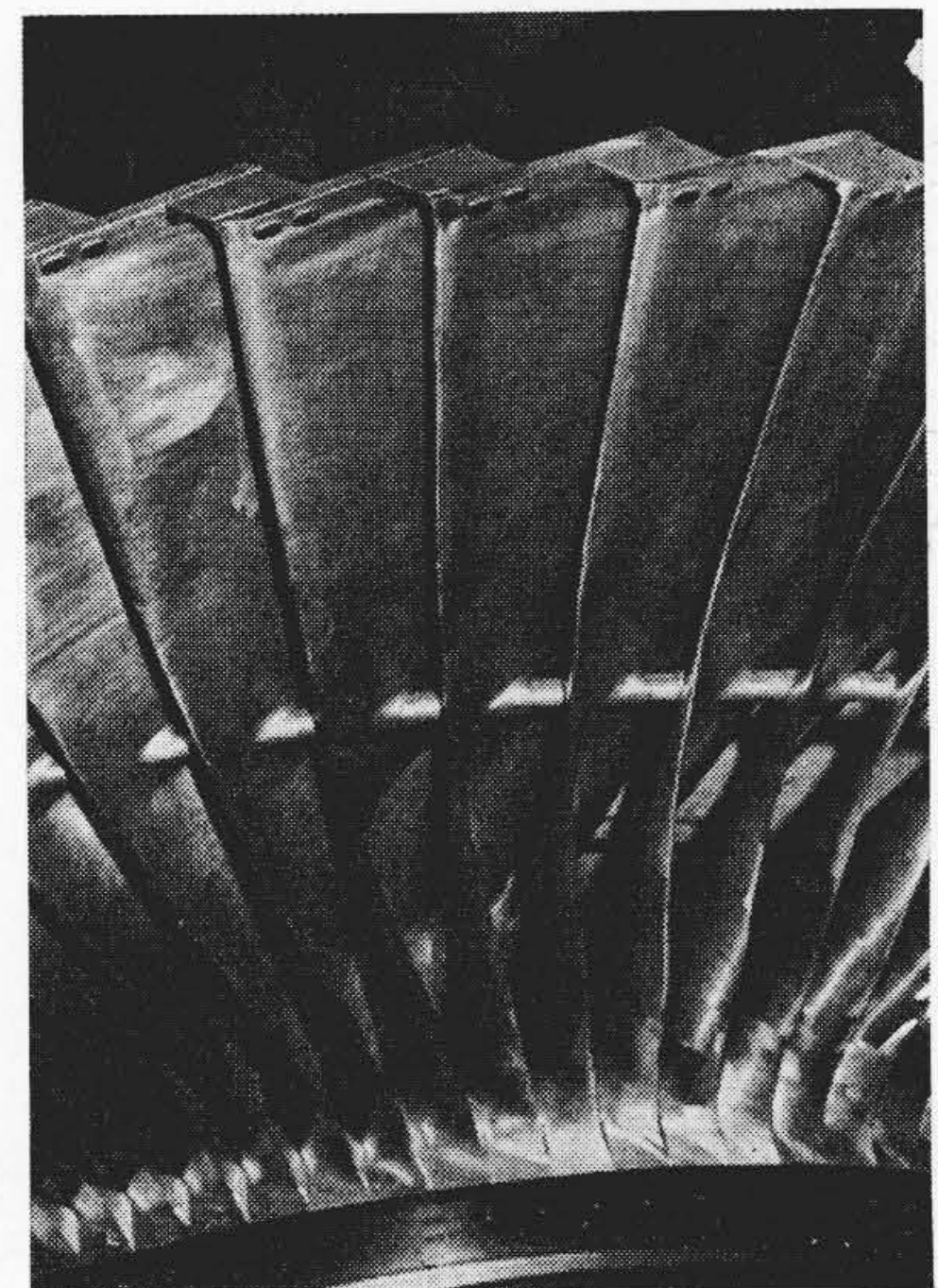


図3 3,600 rpm 33.5 in 翼列

表2 現地試運転データ

軸	受	1	2	3	4	スラスト 前	スラスト 後	備	考
振動 (μ)		42	32	30	12	—	—	両振幅, 車軸上にて	
軸受排油温度 (°C)		52	54	58	57	54.5	62.5	給油温度 47.5°C	

高圧ケーシング伸び 21 mm
伸び差 高圧側 1.2 mm (ロータショート) 低圧側 3.5 mm (ロータロング)
250 MW 定格蒸気条件時

タイヤ 全周1リングスリーブ式

固定法 フォークタイプ

図3は動翼植込後の 33.5 in 翼列を示したものである。

4.2 低サイクル運転特性

わが国の電力業界の要望にこたえ、低サイクル運転特性を著しく向上させ、58.5 Hz 連続運転可能なるよう設計改造し、これを実機試験にて最終確認した。その試験結果は予想を上回る好結果であり、58.0 Hz の連続運転もじゅうぶん可能な翼の開発に成功したものである。図4はキャンベル図を示したもので、図中点線が GE 社原設計翼、実線が日立改造翼の振動特性である。全周1リング式の特徴として、第1次接線方向振動は理論的には消滅するはずであり、実測でもほとんど検出されなかった。また Group Torsional というモードが出現する。これは、本質的には曲げ振動とねじり振動の合成された独特の複雑な振動形態であって、本翼のように翼長が長く、翼先端部が薄いものに顕著であり、特徴はキャンベル図に示すとおり、遠心力係数が従来の数倍にもなる点である。結局、われわれが改造にあたって考慮しなければならなかった振動モードは、Axial および Group Torsional であった。

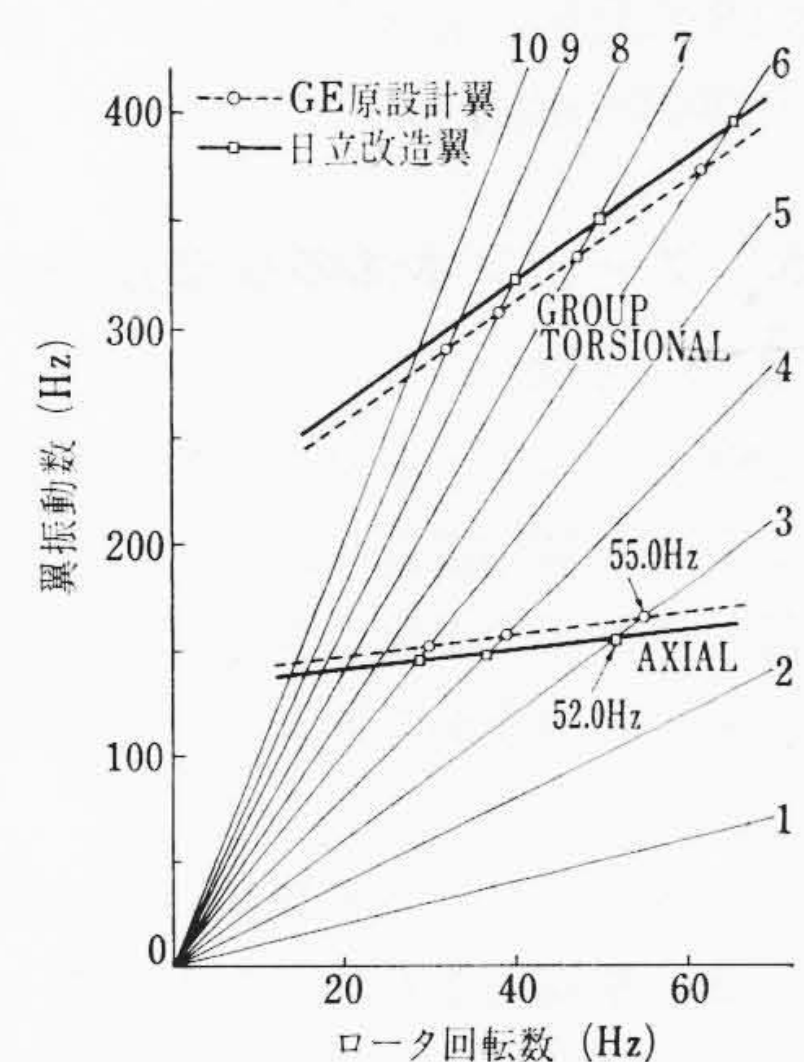


図4 33.5 in 翼キャンベル図

今、原設計翼が低サイクル運転に支障となる点は、Axial モードとロータ回転の3次の励振との共振点があることであり、これをさらに2 Hz 以上定格速度より離すため、かつ熱性能的になんら悪影響を与えることなく改造するため、翼プロファイルを相似縮小した。

3段階にわたるモデルテストにより、全周1リング組立式シェラウドおよび全周1リングスリーブ式タイヤの振動特性および減衰特性を解析した後、低圧タービン試験装置によって実物翼の振動特性、応力、減衰特性を測定し、20 時間にわたる耐久力試験を行なっ

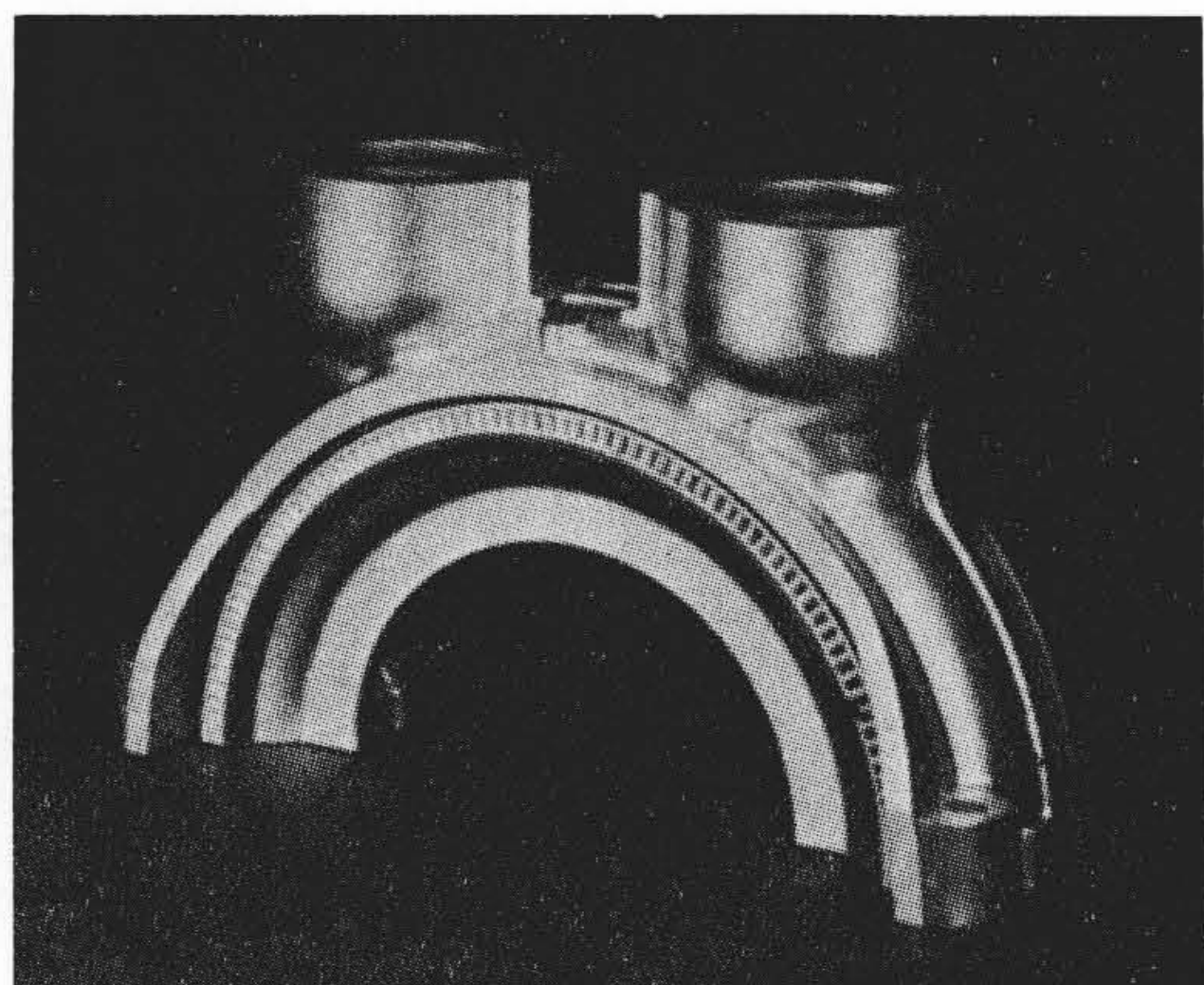


図5 180度ノズルボックス

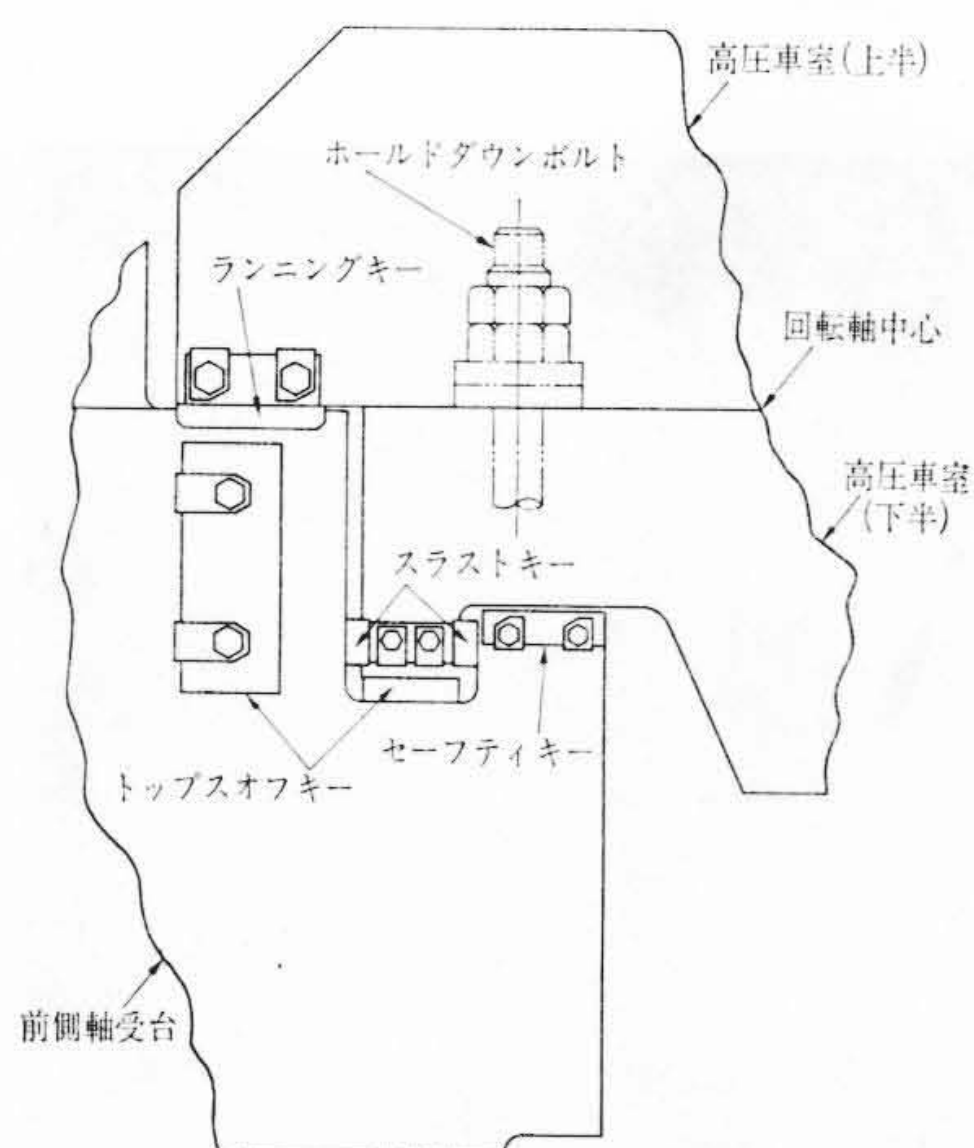


図6 車室センターライン支持方式

て最終確認をした。その結果として図4のキャンベル図に示したとおり、Axialとの共振点が52 Hzまで下がり、かつGroup Torsionalは変わらず、むしろ若干上がり気味で、安全側にいくという結論を得た。また減衰特性は従来の翼に比べ、約3倍という好結果を得た。

本翼は試運転開始9ヶ月後、詳細点検したが、なんら心配する兆候はなく、その後も順調に運転を続けている。

5. タービン本体の構造説明

5.1 180度ノズルボックス

高圧第1段には180度ノズルボックスを採用している。このノズルボックスはケーシングと別体構造で、ほかの部分から拘束されることなく、各部は設計蒸気圧力温度に対応した適性な形状ならびに肉厚にできるため、熱応力の点からもきわめて理想的なものとなっている。

従来のセパレートノズルボックスと比較して改善された点は、ノズルボックスを上下2分割構造とし、下半と内部ケーシングおよび上下ノズルボックスをボルト締めることにより固定キーの数を減らし、熱変形に対して安定な構造としたことである。

したがって、急速起動時のように蒸気流量および温度の変動が大きい場合においても、各ノズルボックスが相互に直接的な熱影響を受けることなく自由に熱膨張をなすうため、各部に作用する熱応力が軽減されるとともに、この種の高温高圧タービンの起動停止を安全ならしめていちだんと信頼性のある構造となっている。図5は外観写真である。

5.2 車室センターライン支持方式

高温にさらされる高中圧車室に、車室センターライン支持方式を採用している。これは上半車室の水平継手面で中心高さに支持し、下半車室は上半車室につり下げられる構造であり、温度に関係せず

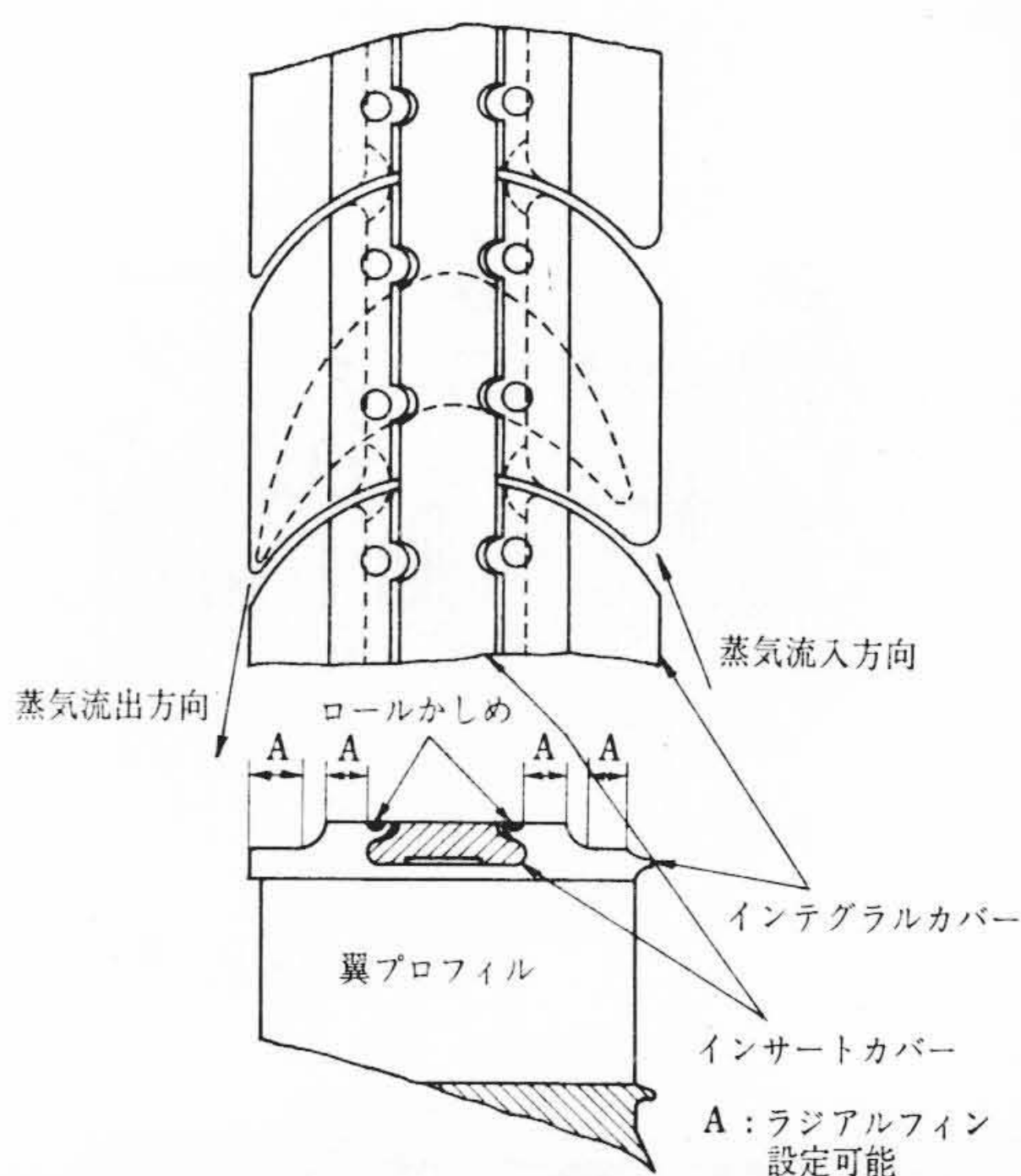


図7 高圧第一段動翼インサート形シュラウド構造図

常に中心が保持され、急激な温度変化が生じても安全に運転することができる。

図6は車室センターライン支持方式を示したものである。

5.3 インサートシュラウド形第1段動翼

第1段動翼にはインサート形シュラウドを採用している。

図7は本構造の詳細を示したもので、この形状は従来用いられた構造に比較して、シュラウドバンドにかかる遠心力による曲げ応力を小さくし、かつしばしば問題となる部分負荷における大きな蒸気流力に対しても安全である。

また、翼上面の平坦(へいたん)な部分が大きいので伸び差が生じた場合にもラジアルフィンが自由な位置を選ぶことができ蒸気漏えいの心配がない。

翼の固有振動数がノズル励振サイクルと一致すると、翼の振動振幅がしだいに増大し振動応力が過大となり翼破損の原因になることがある。したがって、翼の固有振動数はある余裕をもってノズル励振サイクルから離れていなければならない。

インサート形シュラウド付き翼においてはロールかしめの深さにより翼の固有振動数を変えることができるのでノズル励振サイクルに対し確実に共振を避けることができる。

5.4 シングルガバナ

外線事故などにより負荷がしゃ断した場合、回転体の速度上昇が問題となる。この問題に対する解決策としてシングルガバナを採用している。シングルガバナ系統は従来用いられた主调速機—加減弁、先行非常调速機—インターセプト弁という、2系統の制御に対し、主调速機のみで速度の検出が行なわれ、スピードリレーを経た動作は、一方は直接レバーを介してサーボモータ加減弁を制御し、他方はダッシュポットブレークダウンリンク—インターセプト弁リレー—インターセプト弁操作シリンダを介してインターセプト弁を制御するものである。図8は系統を示したものである。

この系統の特長は、

- (1) タービン定常運転時のゆるやかな系統周波数の変動時には、ダッシュポットによって、インターセプト弁は全開の状態を続ける。
- (2) 急激な回転数変化、たとえば負荷しゃ断などの場合には、ダッシュポットが剛体のように作動し、直ちにインターセプト弁を閉じ始める。
- (3) インターセプト弁リレーに復元カムが用いられるので、インターセプト弁の低開度時には、これによって安定な速度

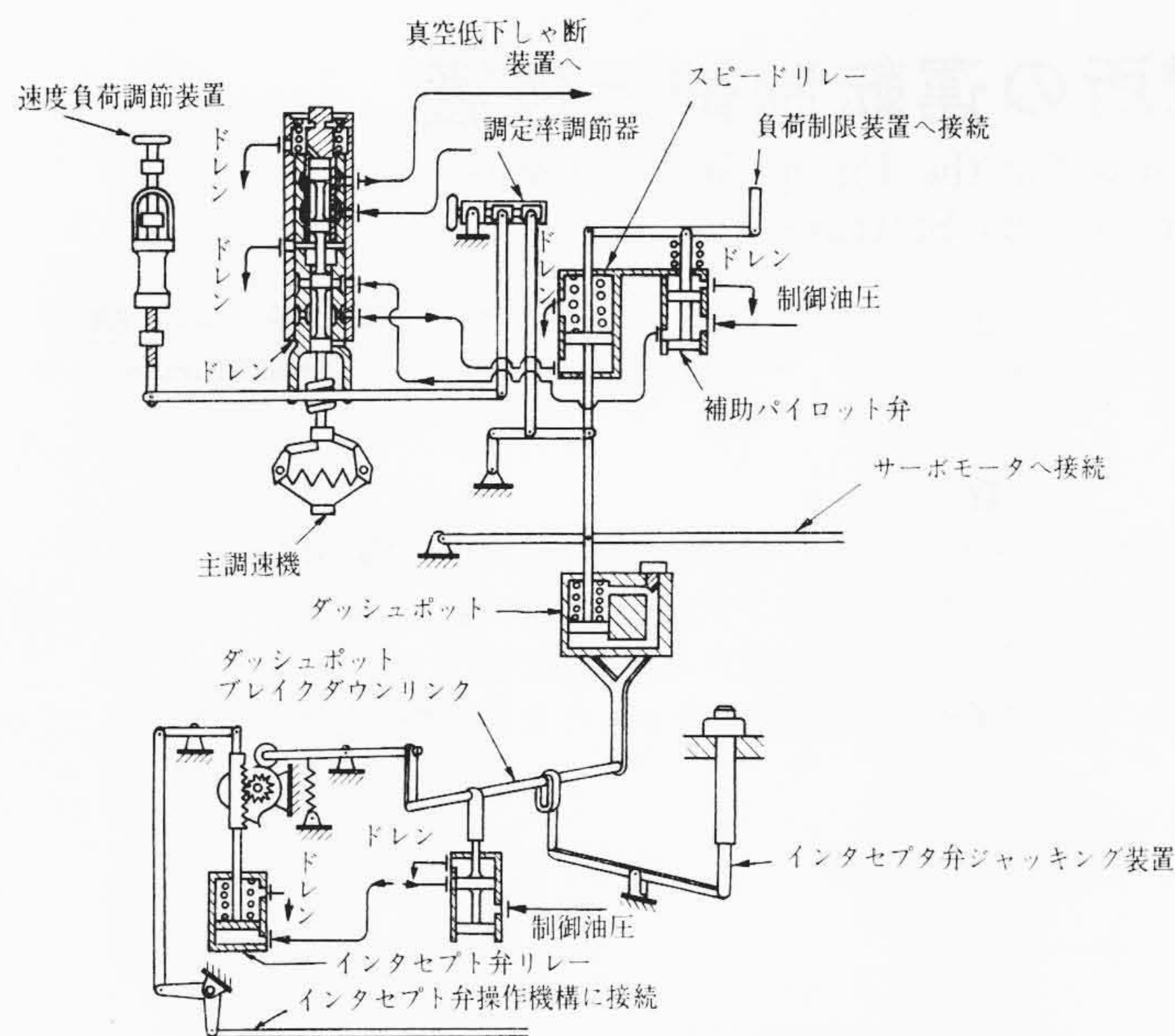


図8 シングルガバナ制御系統図

制御ができるように、従来のインターセプト弁の調定率(4%)より大きい約6%の調定率とし、一方、最大速度上昇率を下げるために全体の調定率を従来の4%に比べて1.3%とし、インターセプト弁の閉鎖時間を短縮するようにしてある。

5.5 全周噴射起動装置

タービン起動時に、主蒸気止め弁閉、加減弁全開の状態、2個の主蒸気止め弁のうち1個の主蒸気止め弁弁体内に組み込まれた子弁(バイパス弁)によって蒸気を高圧初段ノズル全周より噴射して起動し、そのまま回転数を上昇させて並列投入し、定格出力の約20%まで負荷をかけ、車室、ロータそのほかをじゅうぶん均一に加熱し、起動時の熱応力を軽減して、き裂、変形防止に役だっている。なお、加減弁は4個あるが最初の2個の弁は2個同時に開く3アドミッション方式であるため、低負荷時、高圧初段近くのノズルボックスおよび車室の上半と下半の温度差が少なく、全周噴射装置と併用して運転開始時の車室の変形を極小にすることができる。

図9は主塞止弁バイパス装置の断面を示したものである。

5.6 組合せ再熱弁

組合せ再熱弁は名前の示すように、インターセプト弁、再熱蒸気止め弁の2種の弁が1個の弁ケーシング中に組み立てられたものである。

インターセプト弁にはバランススリーブ形を用い、油圧サーボモータで開閉する。一方、再熱蒸気止め弁は球形弁であり、別個の油圧サーボモータで開閉される。

両弁は共通の弁座になっているがインターセプト弁が全閉状態であっても、再熱塞止弁は全く自由に全ストロークできる構造となっている。図10は断面構造を示したものである。

従来の別置形再熱蒸気止め弁およびインターセプト弁では両弁の間に配管があり、負荷しゃ断時の速度上昇時、もしインターセプト弁が不具合で閉じない場合、非常調速機により再熱蒸気止め弁が閉じるため、両弁間の残留蒸気で過速されるが、組合せ再熱弁では両弁間の残留蒸気がわずかであるため、最大速度上昇率を低くできる利点がある。

6. 結 言

3,600 rpm 機では、わが国で最長の33.5 in 最終段翼を採用した2

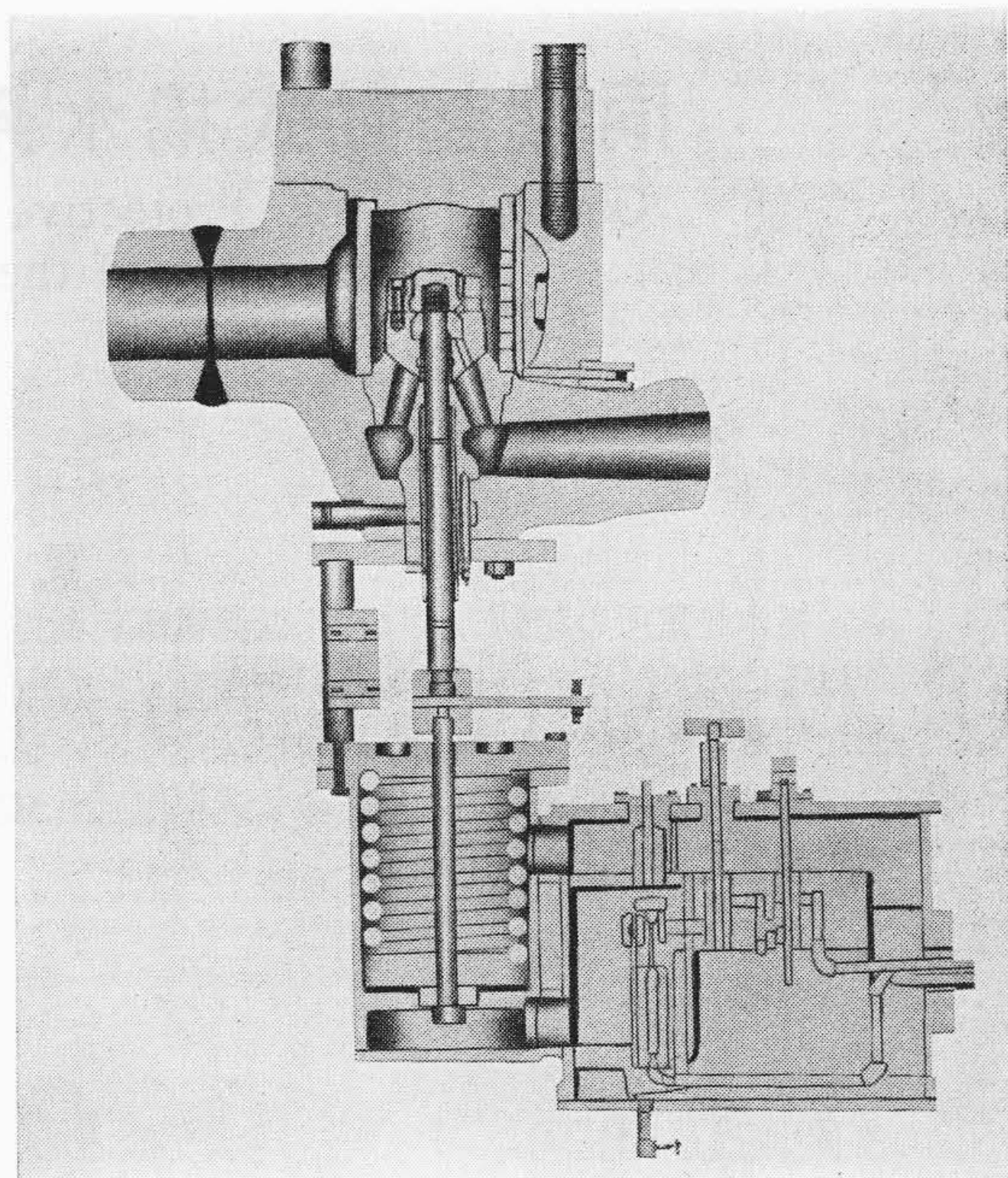


図9 全周噴射用バイパス装置付主塞止弁断面図

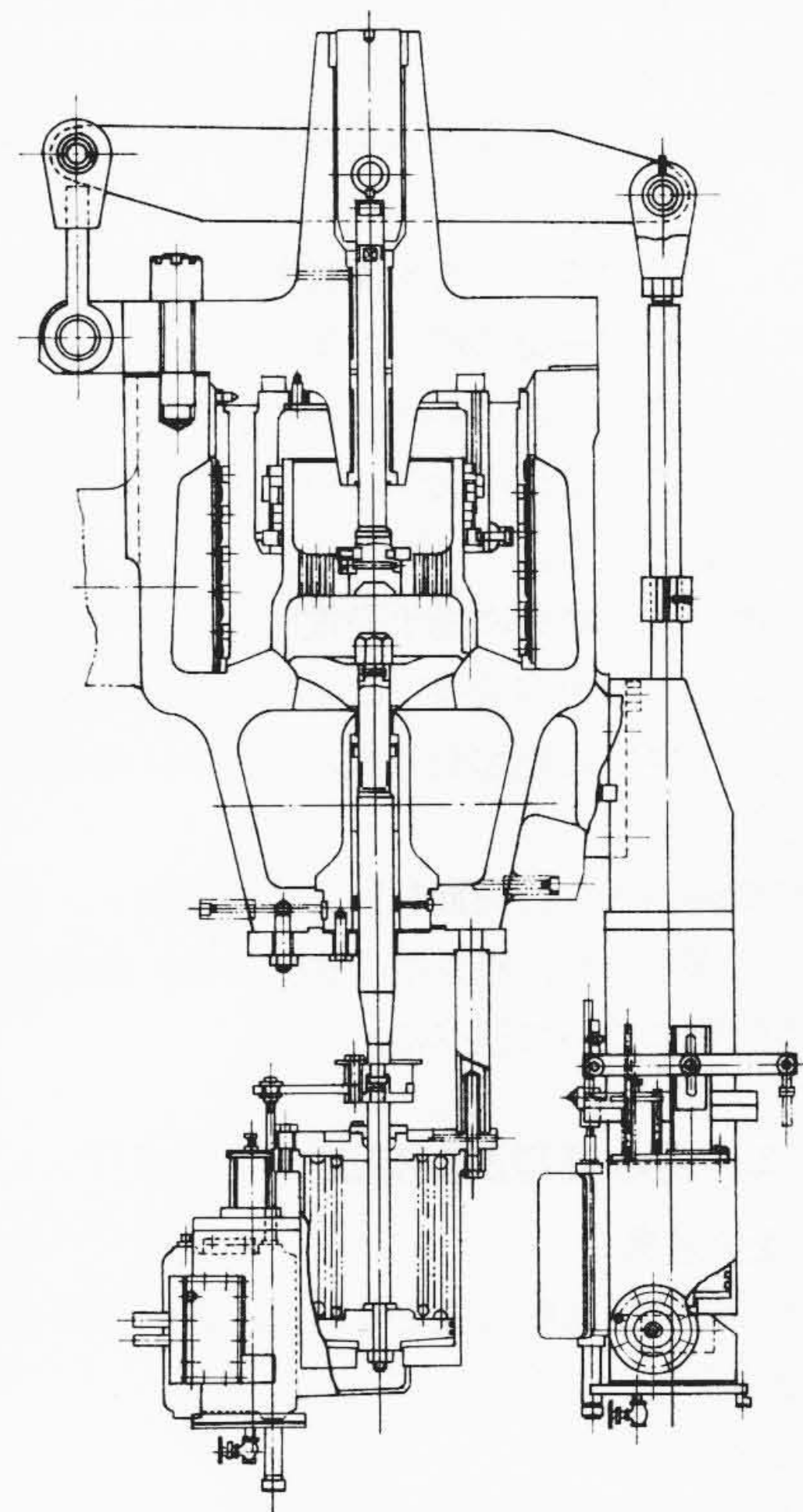


図10 組合せ再熱弁断面図

車室250 MW 蒸気タービンを完成した。本33.5 in 翼は、わが国の国情にそうよう、58.0 Hz 低サイクル連続運転を可能としている。日立製作所は、大容量タービンに欠くことのできない長翼について、かねてから研究しており、長翼の効率、振動、強度、低サイクル運転特性など、種々な条件のもとで、実物大の蒸気回転試験を推進してきたが、本低サイクル運転用33.5 in 翼の開発もこの成果の一つにあげられる。

いまや、超臨界圧時代に突入した大容量タービンの分野において、引き続き設計製作技術の開発に、いっそうの努力を傾注したいと願っている。

終わりに、本タービンの設計・製作にあたり、多大のご尽力を賜った四国電力株式会社ならびに日立製作所の関係者各位に深い謝意を表す。